

УДК 629.735.33–519.01(045)

И. Д. Смирнов, студ.,
Л. В. Тупицина, инж.,
Н. Ф. Тупицин, канд. техн. наук

АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ СИСТЕМА РАСЧЕТА ПРОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Институт аэрокосмических систем управления, НАУ e-mail: iesy@nau.edu.ua

Разработана автоматизированная система расчета прочностных характеристик беспилотного летательного аппарата с применением композитных материалов. Определена эквивалентная площадь клевого соединения элементов конструкции вместо крепления этих элементов с помощью стального болта.

Ключевые слова: перерезывающая сила, лонжерон, изгибающий момент, вертикальное оперение, горизонтальное оперение.

Вступление и анализ проблемы. Беспилотные летательные аппараты (БЛА) в последние годы постоянно расширяют решаемый ими круг задач. В основном это летательные аппараты военного назначения, которые применяются для разведки, охраны государственных границ и даже для нанесения ракетно-бомбовых ударов. Вместе с тем существуют аппараты мирного назначения – это многоцелевые гражданские БЛА, которые могут применяться для тушения пожаров, паспортизации территорий, доставки малогабаритных грузов и т. д. [1].

Важным критерием проектирования БЛА является весовая отдача, т. е. отношение массы коммерческой нагрузки к полной снаряженной массе самолёта, причем при увеличении полной массы БЛА должна увеличиваться и прочность его конструкции.

Часто применяемые в последнее время композитные материалы [2] позволяют понизить стоимость производства планера БЛА и уменьшить массу его конструкции при тех же прочностных характеристиках.

Постановка задачи. На этапе проектирования БЛА необходимо производить расчет прочности основных конструктивных элементов ЛА, таких как лонжерон, вертикальное и горизонтальное оперения, шасси и т. д. Известные методы расчета прочности элементов конструкции БЛА из традиционных авиационных материалов (например, алюминий, сталь и др.) сейчас дополняются методами расчета тех же элементов конструкции, выполненных из композитных материалов. Эта работа посвящена разработке автоматизированной системы расчета основных силовых элементов БЛА, выполненных из алюминия, стали и стеклопластика. Кроме того, в работе проводится определение эквивалентной площади клевого соединения элементов конструкции БЛА вместо крепления этих же элементов с помощью стального болта.

Решение проблемы. Равномерное распределение нагрузки по размаху крыла характеризует величина удельной нагрузки [3]:

$$\bar{g} = \frac{n_3 (G_{\text{взл}} - G_{\text{кр}})}{l_{\text{кр}}},$$

где n_3 – эксплуатационная перегрузка; $G_{\text{взл}}$ – максимальный взлетный вес БЛА; $G_{\text{кр}}$ – вес крыла; $l_{\text{кр}}$ – размах крыла.

Определение сечений крыла, которое являются наиболее уязвимым при полёте БЛА, является следующим шагом рассматриваемой системы расчета прочностных характеристик [3; 7; 9]. Это могут быть корневые сечения, места соединения консолей крыла с центропланом, креплений моторамы к крылу и т. д. Перерезывающие силы в выбранных сечениях крыла $l_{\text{пер}(i)}$, $i = 1, \dots, n$ можно вычислить по формуле [3; 9]:

$$Q_{n(i)} = \bar{g} l_{\text{пер}(i)},$$

где $l_{\text{пер}(i)}$, $i = 1, \dots, n$; расстояния, отсчитываемые от конца крыла (рис. 1).

Расчет изгибающих моментов при равномерном распределении нагрузки по размаху крыла можно провести по следующей формуле (рис. 2):

$$M_{\text{изг}} = \frac{\bar{g} l_{\text{пер}}^2}{2}.$$

Следующим шагом рассматриваемой системы является определение крутящих моментов. Расчет крутящих моментов в выбранных сечениях крыла может быть проведен по формуле

$$M_{\text{кр}} = 0,02b^2(l_{\text{пер}})V_{\text{макс. доп}}^2 l_{\text{пер}},$$

где $V_{\text{макс. доп}}$ – максимально допустимая скорость полета БЛА; $b(l_{\text{пер}})$ – величина хорды крыла в заданном сечении $l_{\text{пер}(i)}$, $i = 1, \dots, n$ (рис. 3).

Получив значения перерезывающих сил, изгибающих и крутящих моментов, можно детально рассчитать прочность крыла БЛА.

По методике [3 – 5] толщину стенки лонжерона $\delta_{\text{сти}}$, изготовленного из конструкционного материала дюралюминия (стеклопластика) [2], можно определить по формуле

$$\delta_{\text{сти}} = \frac{Q_i f}{h_i \sigma_{\text{раз}}^{\text{Д}}},$$

где Q_i – величина перерезывающей силы в i -м сечении крыла; f – коэффициент безопасности для данного типа БЛА; h_i – высота стенки лонжерона; $\sigma_{\text{раз}}^{\text{Д}} = \sigma_{\text{ср}}^{\text{Д}} = \tau_{\text{В}}^{\text{Д}} = 280$ МПа (28 кг/мм²) [6] – предел прочности конструкционного материала Д16Т при срезе, т. е. напряжение при наибольшей нагрузке, предшествующей разрушению.

Стеклопластик менее прочен при срезе, причем толщина стенки лонжерона, сделанного из данного материала, должна быть увеличена почти в 5 раз.

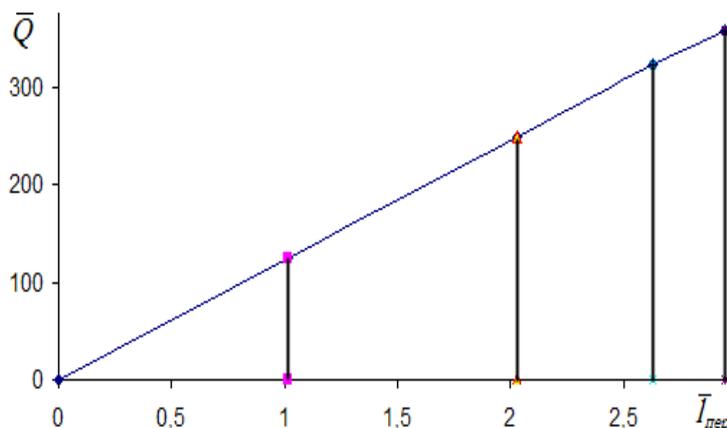


Рис. 1. Зависимость приведенной силы \bar{Q} от приведенной длины $\bar{l}_{\text{пер}}$

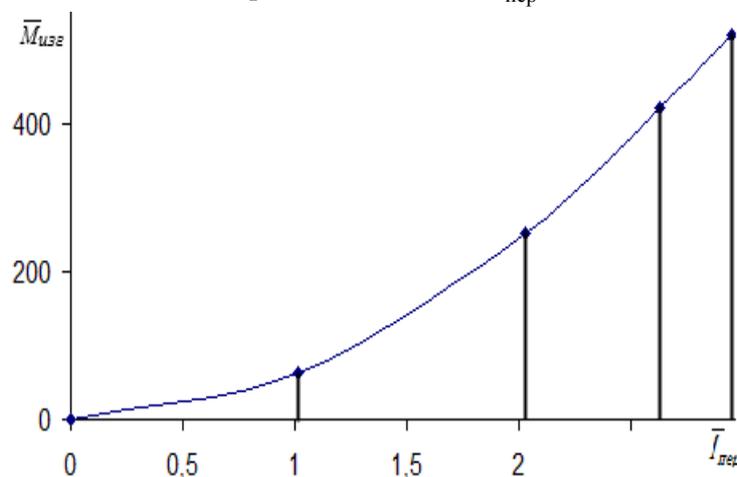


Рис. 2. Зависимость приведенного момента $\bar{M}_{\text{изг}}$ от приведенной длины $\bar{l}_{\text{пер}}$

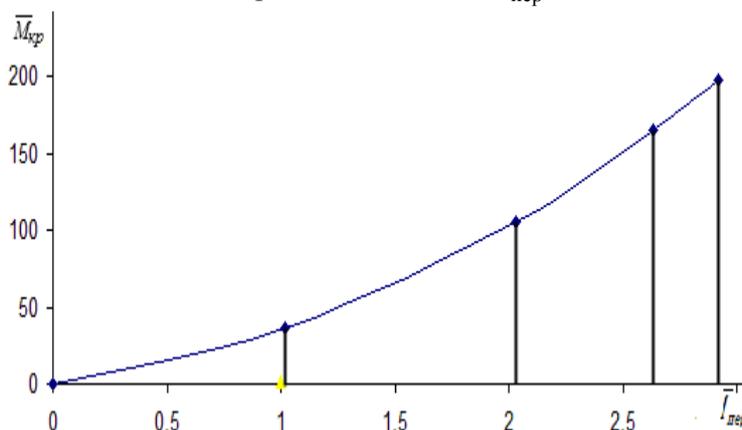


Рис. 3. Зависимость приведенного момента $\bar{M}_{\text{кр}}$ от приведенной длины $\bar{l}_{\text{пер}}$

Площади сечений полок лонжеронов можно определить по формулам, которые приведены в работе [8]:

– для растягиваемых полок:

$$S_{\text{раст}} = M_{\text{изг}} f / H \sigma_{\text{в. раст}}^{\text{Д}} ; \quad (1)$$

– для сжимаемых полок:

$$S_{\text{сж}} = M_{\text{изг}} f / H \sigma_{\text{в. сж}}^{\text{Д}} , \quad (2)$$

где $M_{\text{изг}}$ – изгибающий момент; f – коэффициент безопасности; h_i – средняя высота лонжерона в i -м сечении; $\sigma_{\text{в. раст}}^{\text{Д}}$ и $\sigma_{\text{в. сж}}^{\text{Д}}$ – нормальное напряжение растяжения и сжатия [5].

Для выбранного типа материала полок лонжерона (дюралюмин Д-16) величины $\sigma_{\text{в. раст}}^{\text{Д}}$ и $\sigma_{\text{в. сж}}^{\text{Д}}$ равны, поэтому формулы (1) и (2) идентичны, а для стеклопластика необходимо рассматривать эти формулы отдельно.

Площадь сечения проушин крепления крыла (S_n) определяется в виде

$$S_n = \frac{M_{\text{изг}}}{H_{\text{ср}} \sigma_{\text{ср}}^{\text{Д16}}} , \quad (3)$$

где $M_{\text{изг}}$ – изгибающий момент в заданном сечении крыла; $H_{\text{ср}}$ – средняя высота узла крепления по осям стыковочных болтов; $\sigma_{\text{ср}}$ – нормальное напряжение среза.

В том случае, когда у лонжерона две полки, величину S_n необходимо разделить на два. Для материала Д-16Т можно принять величину предела прочности дюралюминия Д16Т при срезе $\sigma_{\text{ср}}^{\text{Д16}} = 28 \text{ кг/мм}^2$ [5] и, согласно уравнению (3), получить значения площадей сечения проушин крепления крыла для передней полки относительно носика ЛА. Для стеклопластика величина предела прочности значительно ниже и составляет $\sigma_{\text{ср}}^{\text{ст-пл}} = 8 \text{ кг/мм}^2$ [2].

В качестве материала для стыковочного болта может быть выбрана сталь 30 ХГСА, имеющая величину $\sigma_{\text{ср}}^{\text{ст}} = 830 \text{ МПа} = 83 \text{ кг/мм}^2$ [6].

Необходимый диаметр стыковочного болта при ушковом креплении для парирования перерезывающей силы определяется по формуле:

$$d_6 = (1,27 f P_i / \sigma_{\text{ср}}^{\text{ст}})^{0,5} / 2,$$

где $P_i = Q_i$, $i = 1, \dots, n$ – перерезывающая сила; $\sigma_{\text{ср}}^{\text{ст}}$ – предел прочности при срезе.

Таким образом, можно получить величину диаметра стыковочного болта для сечений $i = 1, \dots, n$, а для парирования изгибающих моментов необходимо иметь диаметр стыковочного болта не менее величины

$$d_6 = \frac{\left(\frac{1,27 f M_{\text{изг}}}{H \sigma_{\text{ср}}^{\text{ст}}} \right)^{0,5}}{2} .$$

При расчете прочности конструкции БЛА важным этапом является расчет хвостового оперения, которое воспринимает существенные аэродинамические и весовые нагрузки. Нагрузка на оперение формируются из аэродинамических и массовых сил. Эти нагрузки определяются по заданным нормам прочности [4] для расчетных случаев полёта БЛА. Первая часть расчетных случаев представляет собой уравнивание аэродинамических моментов БЛА M_c относительно какой-либо из осей, проходящей через центр тяжести БЛА.

При этом нагрузка, действующая на горизонтальное оперение и вертикальное оперение, будет пропорциональна расстоянию от центра тяжести БЛА до центра давления оперения соответствующего оперения $L_j, j = 1, 2$; и коэффициенту безопасности f

$$Y_{jon} = f \frac{M_c}{L_j}, \quad (4)$$

где индекс $j = 1$ – соответствует горизонтальному оперению – стабилизатору, а $j = 2$ – вертикальному оперению – килю. Силовые схемы стабилизатора и киля подобны схеме крыла, а рулей – схеме элерона.

Вторая часть расчетных случаев соответствует полету в неспокойной атмосфере и при маневре.

Одним из критических случаев нагружения горизонтального оперения является парирование с его помощью момента сил, создаваемых на крыле при пикировании (или кабрировании) относительно центра масс БЛА.

Однако при размещении центра давления крыла в районе центра масс БЛА пикирующим (кабрирующим) моментом сил, создаваемым на крыле относительно центра масс, можно пренебречь.

Для вертикального оперения учитывается также нагрузка, создаваемая несимметричной тягой двигателей, расположенных на крыле. Возникающий при этом поворачивающий БЛА момент $M_{\text{в}}$, согласно формуле (4), гасится за счет нагрузки вертикального оперения:

$$P_{\text{во}} = f \frac{M_{\text{в}}}{L_2}.$$

Нагрузка на горизонтальное и вертикальное оперения зависит от нагрузки на крыло [3; 9] и рассчитывается по формулам:

$$P_{\text{ГО}} = 0,6n_y G_{\text{взл}} S_{\text{ГО}} / S$$

и

$$P_{\text{ВО}} = 0,5n_y G_{\text{взл}} S_{\text{ВО}} / S,$$

где $S_{\text{ГО}}$ – площадь горизонтального оперения; $S_{\text{ВО}}$ – площадь вертикального оперения; S – площадь крыла, значение перегрузки n_y равно n_e .

Расчет перерезывающих сил, изгибающих и крутящих моментов, площади сечений полок лонжеронов, толщины стенок и диаметры стыковочных болтов аналогичен расчету крыла БЛА ввиду идентичности конструкции.

Часто в конструкции БЛА используется клеевое соединение.

Предел прочности клеевого соединения при скалывании (τ) вычисляют в мегапаскалях – МПа ($\text{кгс}/\text{см}^2$) с точностью до 0,1 МПа ($\text{кгс}/\text{см}^2$) согласно стандарту [8] по формуле

$$\tau = \frac{P}{S_{\text{кл}}}, \quad (5)$$

где P – разрушающая нагрузка, Н (кгс); $S_{\text{кл}}$ – площадь клеевой поверхности, м^2 (см^2).

Для упрощения расчетов следует принять, что прочность клеевой поверхности на всей площади не уступает величине предела прочности склеиваемых материалов при срезе.

Величина площади сечения болта S_6 , имеющего диаметр $d_{\text{стГО}}$, вычисляется с помощью формулы

$$S_6 = \frac{\pi d_{\text{стГО}}^2}{4}.$$

Перерезывающая сила для болта из стали 30ХГСА равна:

$$P_6 = S_6 \sigma_{\text{ср}}^{\text{ст}} = \frac{\pi d_{\text{стГО}}^2}{4} \sigma_{\text{ср}}^{\text{ст}}. \quad (6)$$

Согласно формулам (5) и (6) и учитывая то, что $P = P_6$, величина площади клеевой поверхности

$$S = \frac{\pi d_{\text{стГО}}^2}{4\tau} \sigma_{\text{ср}}^{\text{ст}}.$$

Выводы. Разработана в среде *Matlab* и проверена на конкретном БЛА программа расчета прочностных характеристик его силовых элементов.

Новым в работе является определение эквивалентной площади клеевого соединения элементов конструкции вместо крепления этих элементов с помощью стального болта.

Список литературы

1. Гребеников А. Г. Проблемы создания беспилотных авиационных комплексов в Украине / А. Г. Гребеников, В. В. Мяслица, О. И. Парфенюк и др. // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – 2009. – №42. – С. 111–119.
2. Буланов И. М. Технология ракетных и аэродромных конструкций из композиционных материалов: учеб. для вузов / И. М. Буланов, В. В. Воробей. – М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 1998. – 516 с.
3. Руководство для конструкторов летательных аппаратов самодеятельной постройки РДК-СЛА / под ред. А. Н. Серьезнова, С. Т. Каштафудинова и др. Т.2. Прочность. – Новосибирск: СибНИИА, 1989. – 222 с.
4. Справочник авиационного техника / Сост. И. С. Мурза, П. С. Шевелько, В. Г. Брага и др. – М.: Воениздат, 1961 – 510 с.
5. Авиационные правила. Нормы летной годности гражданских легких самолетов. – М.: МАК, 1993. – Ч.23. – 214 с.
6. Сплав Д16Т. ОАО «Каменск-Уральский металлургический завод». Сертификат качества №7827/40.08 от 26.03.2008.
7. Чумак П. И. Расчет, проектирование и постройка сверхлёгких самолётов / П. И. Чумак, В. Ф. Кривокрысенко. – М.: Патриот, 1991. – 238 с.
8. ГОСТ 25884–83 Конструкции деревянные клеевые / Исп.: Л. М. Ковальчук, А. С. Жукова; Р. Н. Верещагина; Г. В. Левушкин. – М.: Изд-во стандартов – 1983. – 7 с.
9. Руководство для конструкторов летательных аппаратов самодеятельной постройки (РДК-СЛА) / под ред. А. Н. Серьезнова, С. Т. Каштафудинова и др. Т.1. Аэродинамика – Новосибирск: СибНИИА, 1989. – 247 с.

И. Д. Смирнов, Л. В. Тупіцина, Н. Ф. Тупіцин

Автоматизована система розрахунку міцнісних характеристик безпілотного літального апарату

Розроблено автоматизовану систему розрахунку на міцнісні характеристики безпілотного літального апарату із використанням композитних матеріалів. Визначено еквівалентну площу клейового з'єднання елементів конструкції замість кріплення цих елементів за допомогою стального болта.

I. D. Smyrnov, L. V. Tupitsina, N. F. Tupitsin

An automatized system for calculation on the strength characteristics of the unmanned aircraft

An automated system for calculation on the strength characteristics of unmanned aircraft using composite materials was carried out. An equivalent area adhesive joint of a structural elements instead of fixing these items with a steel bolt is defined.